

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 09-256998

(43)Date of publication of application : 30.09.1997

(51)Int.Cl. F04D 29/38
F04D 29/66

(21)Application number : 08-068847 (71)Applicant : SENSIN ZAIRYO RIYOU GAS
JIENEREETA KENKYUSHO:KK
(22)Date of filing : 25.03.1996 (72)Inventor : HOKARI TAKASHI
CHIBA KAORU

(54) BLADE FOR COMPRESSOR

(57)Abstract:

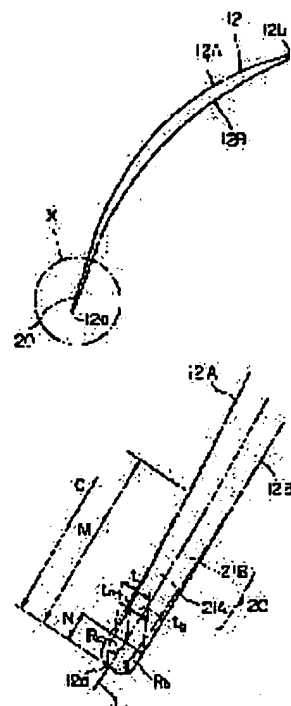
PROBLEM TO BE SOLVED: To decrease rapid acceleration/deceleration in a negative pressure surface and attain improvement of compression efficiency without decreasing shock resistance and wear resistance, by forming a leading edge part in an air inflow side of a blade of a compressor into an asymmetrical

pressure surface side with a mean camber line serving as the center.

of a gas turbine engine is set by combination of a traversing curve of a belly/

leading edge part 12a is formed into asymmetric shape so as to thin a negative pressure surface side and thicken a positive pressure surface side with a mean

relating to a chord length C of the stationary blade 12. In the asymmetric part 20, a thickness t_a , t_b of a half blade part 21A, 21B in a position, inward by a distance of $M \times 1/5$ from a front end, is set so as to have a relation $0.1 < (t_a/t_b) < 0.9$.



LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

[Number of appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of requesting appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of extinction of right]

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開平9-256998

(43) 公開日 平成9年(1997)9月30日

(51) Int.Cl. ⁶	識別記号	庁内整理番号	F I	技術表示箇所
F 0 4 D 29/38			F 0 4 D 29/38	A
				E
29/66			29/66	M

審査請求 未請求 請求項の数 3 O L (全 5 頁)

(21) 出願番号 特願平8-68847

(71) 出願人 594012069

(22) 出願日 平成8年(1996)3月25日

株式会社先進材料利用ガスジェネレータ研究所

東京都文京区小日向四丁目2番6号

(72) 発明者 趙刈 高志

東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229番地 石川島播磨重工業株式会社瑞穂工場内株式会社先進材料利用ガスジェネレータ研究所瑞穂分室内

(74) 代理人 弁理士 志賀 正武 (外2名)

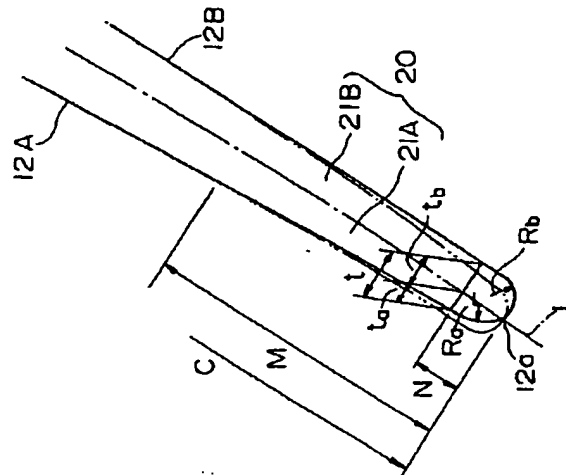
最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 圧縮機の翼

(57) 【要約】

【課題】 翼の前縁部における流れの急加減速を低減し、境界層の剥離現象を防止して高性能化を図るとともに、前縁部の厚みを保持して耐衝撃性、耐摩耗性を保つ。

【解決手段】 圧縮機の翼12の空気流入側の前縁部12aを、ミーンキャンバーラインLを中心として、負圧面側が薄く正圧面側が厚くなるように非対称形状に形成される構成を採用する。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 圧縮機の翼（10、12）の空気流入側の前縁部（10a、12a）を、ミーンキャンパーライン（L）を中心として、負圧面側が薄く正圧面側が厚くなるように非対称形状に形成したことを特徴とする圧縮機の翼。

【請求項2】 前記翼の前縁部の非対称部分（20）の長さ（M）は、該翼のコード長（C）に対して、 $0.01 < (M/C) < 0.05$

の範囲に設定されていることを特徴とする圧縮機の翼。

【請求項3】 前記翼の前縁部の非対称部分において、前端から $M \times 1/5$ の距離だけ後方へ入った位置の、前記ミーンキャンパーラインを境とした負圧面側の半翼部（12A）の厚さ（ta）と正圧面側の半翼部（21B）の厚さ（tb）が、

$0.1 < (ta/tb) < 0.9$

の範囲に設定され、かつ、

負圧面側の半翼部の曲率半径（Ra）と正圧面側の半翼部の曲率半径（Rb）とが

$Rb < Ra$

の関係にあることを特徴とする請求項2記載の圧縮機の翼。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】 本発明は、圧縮機の翼に係り、前縁部での流れの急激な変化を減少させて圧縮効率を高める技術に関するものである。

【0002】

【従来の技術】 図4は、航空機に使用されるガスタービンエンジン（ターボファンエンジン）の構造例を示すものである。図中符号1は空気取入口、2はファン・低圧圧縮機、3はファン空気排出ダクト、4は高圧圧縮機、5は燃焼室、6は高圧タービン、6aはタービン軸、7は低圧タービン、8は排気ダクト、9はディスク、10は動翼、11はケーシング、21は静翼である。

【0003】 このようなガスタービンエンジンにおけるファン・低圧圧縮機2及び高圧圧縮機4等の軸流圧縮機の部分では、ディスク9によって動翼10が回転させられることにより、空気を圧縮して後方に送り出すようにしている。

【0004】

【発明が解決しようとする課題】 ファンおよび両圧縮機のディスク9とケーシング11との間（流路）に動翼10の回転により空気流が送り込まれ、静翼12の凹面側が正圧面12Bとなり静翼12の凸面側が負圧面12Aとなるが、前縁部では翼先端に当たった流れが加速され、図6に示す翼形マッハ数でわかるように、流れの急激な加減速が発生する。ガスタービンエンジンの圧縮機やその他の軸流圧縮機にあつては、翼列内で流れの急減速が発生した場合には、静翼12の負圧面12Aで境界

層の剥離現象を誘発して、圧縮効率を低下させるという課題がある。この翼の前縁部での流れの急加減速を押さえる方法として、一般には前縁部の厚みを薄くする方法が採られる。しかし、前縁部を薄くすると、空気流に混入した異物が翼前縁部に衝突した場合の耐衝撃性や、空気流中の砂、酸化物等に対する耐摩耗性が低下するという課題が残る。

【0005】 本発明は、これらの課題に鑑みてなされたもので、翼の前縁部での流れの急加減速を減少させて、境界層の剥離現象を防止することにより高性能化を図り、かつ翼の前縁部の厚みを保持して耐衝撃性、耐摩耗性を保つことを目的としている。

【0006】

【課題を解決するための手段】 圧縮機の翼の空気流入側の前縁部を、ミーンキャンパーラインを中心として、負圧面側が薄く正圧面側が厚くなるように非対称形状に形成される。翼の前縁部の非対称部分の長さMは、該翼のコード長Cに対して、

$0.01 < (M/C) < 0.05$

の範囲に設定される。また、翼の前縁部の非対称部分において、前端から $M \times 1/5$ の距離だけ後方へ入った位置の、前記ミーンキャンパーラインを境とした負圧面側の半翼部の厚さtaと正圧面側の半翼部の厚さtbが、

$0.1 < (ta/tb) < 0.9$

の範囲に設定され、かつ、負圧面側の半翼部の曲率半径Raと正圧面側の半翼部の曲率半径Rbとが

$Rb < Ra$

の関係となる。

【0007】

【作用】 前縁部を負圧面側が薄く正圧面側が厚くなるように非対称形状に形成していると、対称形状とした従来のものに比べて負圧面側の空気のスムーズな流れが確保できることとなり、これにより、該負圧面側の前縁部での流れの急加減速が減少する。このとき、翼の前縁部の厚みは、正圧面を厚くすることで、従来のものと同程度となり、耐衝撃性、耐摩耗性は低下しない。このように特に負圧面側の流れの急加減速が減少することにより、翼における背面の剥離現象の発生が抑制されるとともに、翼の前縁部の厚みが保持され、耐衝撃性、耐摩耗性は保たれる。

【0008】

【発明の実施の形態】 以下、本発明に係る圧縮機の翼を、ガスタービンエンジンの圧縮機の静翼に適用した場合の実施の形態について、図1ないし図3に基づいて説明する。

【0009】 図1に示すように、静翼12の横断面形状は、前縁部12aと後縁部12bとを結ぶ腹面（正圧面）12B及び背面（負圧面）12Aの横断曲線の組み合わせにより設定される。静翼12の前縁部12aは、従来一般的には、図2中2点鎖線で示すように、ミーン

キャンバーラインLを中心として負圧面側及び正圧面側が共に同形状の、いわゆる左右対称形状に設定されているが、本発明では、この前縁部12aを、ミーンキャンバーラインLを中心として、負圧面側が薄く正圧面側が厚くなるように非対称形状に形成している。

【0010】具体的には、静翼12の前縁部12aの非対称部分20の長さMは、該静翼のコード長Cに対して、下記の関係を有するように設定される。

$$0.01 < (M/C) < 0.05$$

ここで、非対称部分の長さMとコード長Cとの比を0.01以下にすると、後述するように、前縁部での流れの急加減速を減少させるという、非対称形状とする本来の機能が薄れる点で好ましくなく、また逆に、非対称部分の長さMとコード長Cとの比を0.05以上に設定すると、静翼12の形状が初期の設計した形状と大きく異なることとなり、空気の圧縮性能が低下する点で好ましくない。なお、この非対称部分20の全体厚さtは、従来のものとほぼ同一である。従って、空気流に混入した異物が翼前縁部に衝突した場合の耐衝撃性や、空気中の砂、酸化物等に対する耐摩耗性は低下しない。

【0011】また、静翼12の前縁部12aの非対称部分20において、前端から $M \times 1/5$ の距離Nだけ奥方へ入った位置の、ミーンキャンバーラインLを境とした負圧面側の半翼部21Aの厚さ t_a と正圧面側の半翼部21Bの厚さ t_b が、下記の関係を有するように設定される。

$$0.1 < (t_a/t_b) < 0.9$$

ここで、負圧面側の半翼部21Aの厚さ t_a と正圧面側の半翼部21Bの厚さ t_b との比を0.1以下に設定すると、静翼12の前縁部12aの先端形状が初期の設計形状と大きく異なり、空気の圧縮性能が低下するおそれがある点で好ましくなく、また逆に、負圧面側の半翼部21Aの厚さ t_a と正圧面側の半翼部21Bの厚さ t_b との比を0.9以上に設定すると、従来のものと差がなくなり、前縁部のピークマッハ数を減少させるという本来の機能を果たさなくなる点で好ましくない。

【0012】また、非対称部分20の負圧面側の半翼部21Aの曲率半径 R_a と正圧面側の半翼部12Bの曲率半径 R_b とが、下記の関係を有するように設定される。
 $R_b < R_a$

【0013】図3は、上述条件の実施の形態における静翼12のコード長Cと翼面のマッハ数との関係の解析例を示している。この図から明らかなように、負圧面側の前縁部のピークマッハ数が従来のものに比べて大きく減少している。すなわち、従来の負圧面側の衝撃波前のピークマッハ数は1.1程度にあったが、本実施の形態ではそれが0.97程度まで低下している。このように前縁部のピークマッハ数が大きく減少していることから、前縁部の前後の速度変化が低減し、もって、圧力損失を低下させるとともに、円滑かつ効果的な減速により空気

が圧縮され、静翼12の負圧面（背面）12Aにおける空気流の剥離現象の発生が抑止されていると推定される。

【0014】なお、上記した実施の形態では、本発明に係る圧縮機の翼を、ガスタービンエンジンの圧縮機の静翼に適用した場合について説明しているが、本発明はこれに限られることなく、動翼にも適用できるのは言うまでもない。

【0015】

【発明の効果】本発明に係る軸流圧縮機の翼によれば、以下のような効果を奏する。

(1) 圧縮機の翼の空気流入側の前縁部を、ミーンキャンバーラインを中心として、負圧面側が薄く正圧面側が厚くなるように非対称形状に形成することにより、前縁部での翼の厚みを保持したまま負圧面での急加減速が減少し、もって耐衝撃性、耐摩耗性を低下させることなく圧縮効率向上を図ることができる。

(2) 翼の前縁部の非対称部分の長さを、翼のコード長に対して、

$$0.01 < (M/C) < 0.05$$

の範囲に設定することにより、翼の性能を低下させることなく、前縁部の急加減速を低減し、背面における境界層の剥離現象を防止して、圧縮効率向上による高性能化を図ることができる。

(3) 翼の前縁部の非対称部分において前端から $M \times 1/5$ の距離だけ後方へ入った位置の、ミーンキャンバーラインを境とした負圧面側の半翼部の厚さと正圧面側の半翼部の厚さを、

$$0.1 < (t_a/t_b) < 0.9$$

の範囲に設定し、かつ、負圧面側の半翼部の曲率半径と正圧面側の半翼部の曲率半径とを

$$R_b < R_a$$

の範囲に設定することにより、翼の性能を低下させることなく、前縁部のピークマッハ数をより一層減少させることができ、もって、圧縮機の構成材に対する過度な衝撃の付与を抑制することができる。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明に係る軸流圧縮機の静翼の実施の形態を示す横断面図である。

【図2】図1におけるX部分の拡大図である。

【図3】図1例の翼におけるコード方向位置と翼面マッハ数との関係曲線図である。

【図4】ガスタービンエンジンの構造例を示す正断面図である。

【図5】図4例における基本形の静翼の横断面図である。

【図6】図4例の静翼におけるコード方向位置と翼面マッハ数との関係曲線図である。

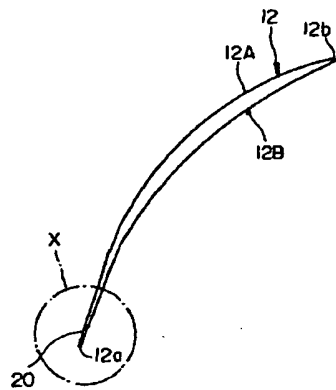
【符号の説明】

2 ファン・低圧圧縮機

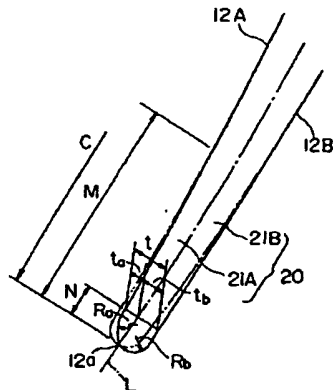
- 4 高圧圧縮機
- 9 ディスク (ハブ)
- 10 動翼
- 12 A 背面 (負圧面)
- 12 B 腹面 (正圧面)

- 20 非対称部分
- 21 A 負圧面側の半翼部
- 21 B 正圧面側の半翼部
- C コード長

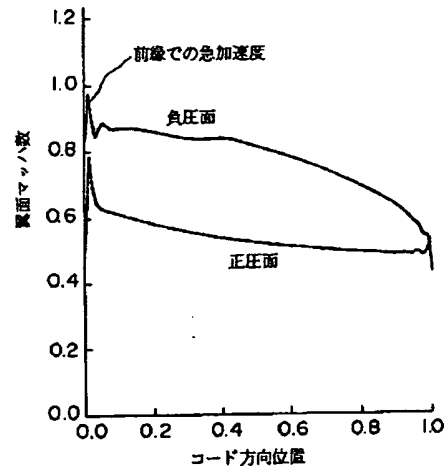
【図1】



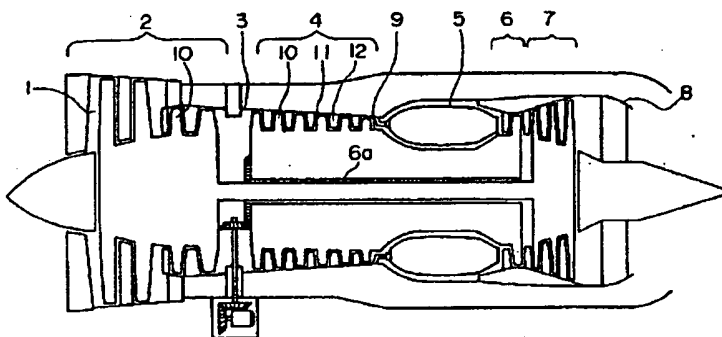
【図2】



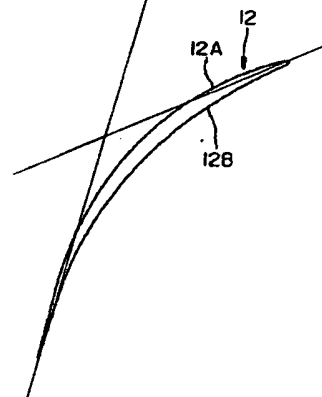
【図3】



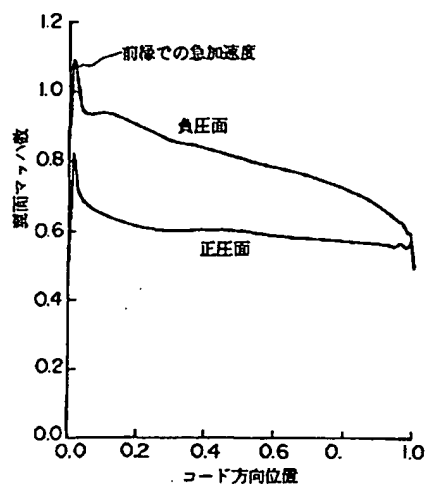
【図4】



【図5】



【図6】



フロントページの続き

(72)発明者 千葉 薫

東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229番地 石
川島播磨重工業株式会社瑞穂工場内株式会
社先進材料利用ガスジェネレータ研究所瑞
穂分室内

